激光通信器热设计与热试验

孟恒辉,耿利寅,李国强

(北京空间飞行器总体设计部 空间热控技术北京市重点实验室,北京 100094)

摘　要:激光通信器作为一种先进的光通信的设备,通信容量大,传输速度快,具有广泛的应用前景。其对设备温度均匀性和稳定性要求高来保证通信质量,且转动关节在两个方位上转动来更大范围地获取信号,转动关节裸露在外空间,都给热设计带来挑战。针对激光通信器的工作特性和外部空间环境规律,采用主动和被动热控方法开展热设计,对转动关节热设计、大功率密度光学器件散热技术、散热面和高精度控温设计方面进行了介绍。并根据热设计状态,设计了单机的热平衡试验,通过高低温热平衡试验对热设计方案进行验证。试验结果表明,设计方案合理可行,为后续转动高热流密度的载荷热设计提供借鉴思路。

关键词:激光通信;　温度;　热设计;　热试验

中图分类号:V416　　**文献标志码**:A　　**文章编号**:1007-2276(2014)07-2295-05

Thermal control design and experiment for laser communication equipment

Meng Henghui, Geng Liyin, Li Guoqiang

(Beijing Key Laboratory of Space Thermal Control Technology, Beijing Institute of Spacecraft System Engineering, Beijing 100094, China)

Abstract: Laser communication equipment, with large communication capacity and high-speed transmission, designed for advanced optical communication, has broad application prospects. Owing to ensure communication quality, high temperature stability and equality are required, and outside satellite parts are running in two dimensions to obtain signals in a wider range, bring challenge to thermal control. The design project was based on work characteristic of the equipment and the rule of outer space thermal environment, and a way to thermal control was proposed. Passive method and active method were carried for thermal design, and thermal design of running units, large power units cooling, radiators design, and precision temperature control design, four aspects were presented. According to the state of thermal design, a thermal balance experiment was investigated under low and hot cases, and the results prove the thermal design correct, and bring a way to thermal control for the equipment with high heat flux and running parts.

Key words: laser communication;　temperature;　thermal control design;　thermal experiment

收稿日期:2013-11-15;　**修订日期**:2013-12-03

基金项目:国家重大航天科技专项(51320040101)

作者简介:孟恒辉(1983-),男,工程师,主要从事航天器热设计方面的研究。Email:menghenghui@126.com

0 引 言

当前，我国卫星上的信号传输普遍采用微波传输。相比较而言，激光通信作为新兴的信号传输工具，具有通信容量大、加密性好和结构轻便等优点。激光通信传输的特殊性，使得激光在传递路径上相位精确，这就需要光学元件不能因器件工作带来大的热变形，故其对温度要求严格。目前，温度场的影响影响已受到广泛关注[1-2]。谭立英[3]等建立了潜望式激光通信终端二维转台反射镜的有限元分析模型，得出了温度与反射镜热形变引起的瞄准误差、远场功率衰减间的关系。张华[4]等指出反射镜面的热变形将导致传输光束扩展、波前畸变，从而恶化空地激光通信链路的性能。上述研究只是针对激光通信的单个部件开展研究，很少对整个部件的温度场开展研究，在复杂的空间环境中，保证整个系统的温度水平和均匀度，是关系到系统性能的重要因素。

国外星地激光通信的发展处于领先优势，主要是在 STRV-2、ETS-V1(GOLD)和 OICETS(KODEN/KIODO)三个平台上开展[5]。而在国内，类似的激光通信设备的研究均处于地面研制阶段，没有公开的文献针对在轨应用开展研究，故研究具有局限性。

文中以某卫星的激光通信器为例，对整个系统的热设计进行介绍，并开展试验验证工作。

1 载 荷

激光通信器构型由二维转台(滚动轴、方位轴)、光学主体支架、望远镜(主、次镜)、APD、CCD 和 LD 等组成。激光通信器安装在卫星的+Z/+Y 小舱内，除了二维转台位于星外+Y 侧，其余部件均位于星内。

在轨时载荷典型工作模式有：休眠、预备、以及捕获、跟踪和通讯。在每个轨道周期 100 min 时间内最长工作 30 min，设备的热耗和温度特殊要求如表1和表 2 所示。其中 LD 工作时，功率密度达到4 W/cm^2，迅速有效地把热量散出去，并保持设备整体的温度水平，是热设计的难点。此外激光通信器的二维转台暴露在星外，受空间复杂外热流影响，且设备工作时需要在 X 和 Y 轴两个方位上转动，转动关节多，且转动角度达 90°，也为热设计和相关试验带来难度。该设备在国内首次上星使用，无成熟的设计方案参考，需要针对此类载荷特点开展设计。

表 1 部件热耗统计表(单位:W)

Tab.1 Heat dissipation distribution(Unit: W)

Parts	Rest	Prepare	Tracking capture and communications	Notes
APD	0	2	2	Still/Inside
CCD	0	1.2	1.2	Still/Inside
LD	0	1.33★	1.33★	Still/Inside
Rolling axis	0	1	1-8▲	Running/Outside
Azimuth axis	0	1	1-8▲	Running/Outside

注：★ LD 温度在 26 ℃以下时，设备热耗 1.33 W；高于 26 ℃时，内部 TEC 制冷器启动，热耗呈指数上升，最高达 8 W；
▲ 星外方位轴和滚动轴工作时，电机的热耗与转动阻力成正比，最大热耗为8 W。

表 2 关键设备温度统计表

Tab.2 Special parts temperature requirement

Parts	Temperature requirement	Unevenness
Optical plate	23±3℃	≤±2℃
Telescope	23±3℃	≤±0.8℃
Rolling axis	10~45℃	≤±2℃
Azimuth axis	10~45℃	≤±2℃
APD	22±4℃	-
CCD	22±4℃	-
LD	22±4℃	-

2 热设计方案

采取光、机、电、热一体化设计，充分合理地利用热控资源，采取主动和被动热控措施相结合开展热控设计[6]。

2.1 外热流分析

卫星轨道为大倾角太阳同步晨昏轨道且载荷转动部件处于舱外，其轨道外热流复杂多变。除了空间冷黑背景(4 K)外，还要接受太阳直射、地球反照、地球红外辐射等外热流影响，要经受不同季节、进出地

球阴影、涂层退化等因素的影响。航天器外热流与 β 角(阳光和轨道面的夹角)有关[7]。

$$\beta=\arcsin[\cos\delta_s\sin i\sin(\Omega-\alpha_s)+\sin\delta_s\cos i] \quad (1)$$

根据轨道外热流特点分析可知，$+Y$ 面没有太阳直照，地球反射也很小，地球红外热流稳定；$+Z$ 面，太阳直照热流不大，地球红外热流也基本稳定。激光通信器安装在卫星的 $+Z/+Y$ 侧，这两个方位上外热流的稳定对设备整体温度波动和均匀性是有利的。

2.2 活动关节热设计

星外的二维转台在两个方位上转动，在进行热设计时，活动关节和静止单元需要单独开展热设计，减弱两部分之间的耦合，同时也便于热控实施。为减小外热流对二维转台影响，二维转台需要包覆多层隔热组件，但需要把转动关节的部位留出来，避免影响转动。露出的转动关节的外表面喷涂发射率小的涂层，以减小与空间的辐射换热。为保证二维转台的温度水平和温度均匀性，对其设计五路控温回路。

2.3 大功率密度光学器件散热

激光通信器构型紧凑，可利用的有效空间小，直接通过热管把发热元器件和散热面相连困难，且安装不便，故采取 APD、CCD 和 LD 光学器件把热量传导到设备外壳上，并在设备外表面上安装导热板，导热板与集热板相连，从而使热量汇集到集热板上。集热板上安装三根 $\varphi5$ 外贴热管，通过热管把集热板上的热量传导到散热面上，从而形成了一条 APD、CCD、LD→设备壳体→导热板→集热板→热管→散热面的散热途径，如图 1 所示。为了减小传热路径的接触热阻，接触面之间填涂导热填料。

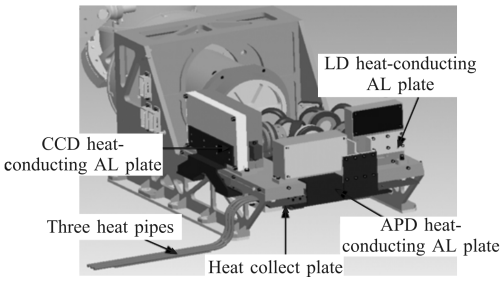

图 1 散热系统示意图

Fig.1 Sketch of cooling system

2.4 散热面设计

由 2.1 节外热流分析可知，卫星 $+Z$ 面太阳直射热流不大，地球红外热流也基本稳定；考虑到外贴热管的安装方便性和兼顾设备工作热耗特点，在卫星的 $+Z$ 舱板上设计散热窗口，散热涂层为 OSR 铈玻璃镀银二次表面镜，散热窗口面积为 180 mm ×150 mm。

2.5 高精度控温设计

激光通信器对温度稳定性和均匀性要求极高，故在关键结构部件上实施主动控温回路设计，以保持载荷在要求的温度范围之内。在光学平台、二维转台、望远镜等部位布置控温回路；此外还需要对散热面采取功率补偿措施，从而确保低温工况下，APD、CCD 和 LD 低温工况下温度不低于温度下限。共设计 12 路控温回路，并与热控盒相连。控温盒设计采用了开关+比例控制算法，控温分辨率可达±0.3 ℃。

3 热平衡试验

3.1 试验状态简介

激光通信器按照上述热控方案进行设计，并对载荷鉴定产品进行热控实施。除了单机安装了控温回路、高精度控温热敏电阻外，还布置了热电偶和高精度遥测热敏电阻，对各个部位的温度场进行监视。试验系统如图 2 所示。

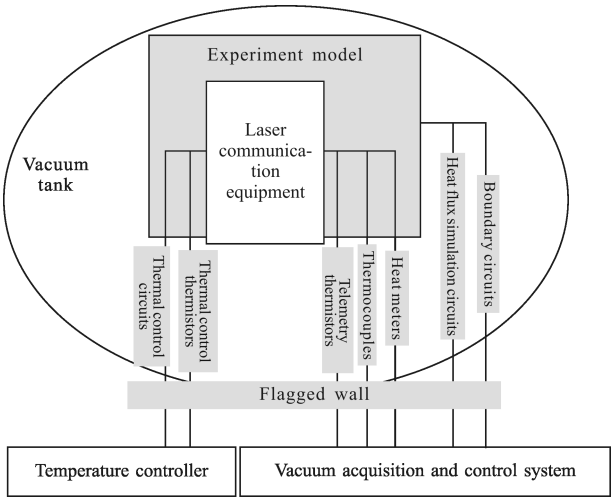

图 2 热平衡试验系统图

Fig.2 Thermal balance experiment system

3.2 试验工况

该次试验重点研究外热流、内热源以及散热面涂层变化下的设备温度分布。兼顾整星的设计状态和空间外热流特点，确定激光通信器热平衡试验极限工况[8]。试验工况如表 3 所示。

表 3 试验工况列表

Tab.3 Experiment cases

Case name	Heat flux condition	Thermal-optical property	Boundary condition	Work mode	Notes
Low case	Oct.15	Beginning of life	0 ℃	No operation	Steady
Hot case	Jun.21	End of life	25 ℃	30 min /orbit	Transient

3.3 试验数据

高低温工况下各部件的平衡温度详见表 4~5。

表 4 温度数据统计表(单位:℃)

Tab.4 Temperature data(Unit:℃)

Code	Name	Requirement	Low case	Hot case
S1	Rolling axis 1	10-45	17.01	16.94-17.49
S2	Rolling axis 2	10-45	14.04	13.88-14.53
S3	Azimuth axis 1	10-45	17.69	17.53-17.68
S4	Azimuth axis 2	10-45	16.51	16.50-16.76
S6	Telescope 1	23±2	21.32	21.82-22.99
S7	Telescope 2	23±2	22.41	22.82-22.92
S8	Optical plate 1	23±3	20.53	22.65-22.82
S9	Optical plate 2	23±3	21.50	22.05-22.47
S10	Optical plate 3	23±3	21.54	22.00-23.96
S11	Optical plate 4	23±3	21.67	22.33-22.83
RD11	LD top surface	22±4	20.91	21.91-24.11
RD12	LD side face	22±4	21.00	21.85-23.67
RD13	APD top surface	22±4	20.94	21.80-24.62
RD14	APD side face	22±4	21.02	21.70-23.10
RD15	CCD top surface	22±4	19.17	21.31-23.54
RD16	CCD side face	22±4	18.83	20.84-22.41

注:(1) 高温工况下各部件的温度为每个轨道周期内部件的温度变化情况;(2) 遥测点代号 S 表示遥测热敏电阻,RD 表示热电偶。

表 5 温度不均匀性统计表(单位:℃)

Tab.5 Temperature uniformity data(Unit:℃)

Name	Requirement	Low case	Hot case
Rolling axis	≤±2 ℃	1.48	1.48-1.53
Azimuth axis	≤±2 ℃	0.59	0.46-0.51
Telescope	≤±0.8	0.54	0.03-0.5
Optical plate	≤±2 ℃	0.50	0.30-0.57

注:滚动轴温度不均匀度:abs(S1-S2)/2

方位轴温度不均匀度:abs(S3-S4)/2

望远镜温度不均匀度:abs(S6-S7)/2

光学平台温度不均匀度:(max(S8~S11)-min(S8~S11))/2

3.4 试验结果分析

3.4.1 低温工况

从表 4 可知，星内的光学平台、望远镜支架、APD、CCD 和 LD 温度在 20 ℃左右，星外的二维转台温度在 14~17 ℃范围内，说明星内和星外不同温度指标的部件的温度相对独立。

从表 5 中可看出，关键部件的温度不均匀性均满足要求,其中滚动轴的温度不均匀性达 1.48℃。这是由于其进光口正对着外空间，受外空间环境影响较大的缘故。星内部件受空间外热流影响越小,温度均匀性越好。

3.4.2 高温工况

高温工况下，光学器件 APD、CCD、LD 等热耗部件每个轨道周期工作 30 min。APD、CCD 和 LD 的温度随着设备工作而周期变化,温度在 21~24℃范围内波动,满足上限不超过 26 ℃的要求。由于 LD 温度未超过 26 ℃,TEC 热电制冷设备不需要开启工作,进一步说明高功率器件的散热途径可行。星外的二维转台温度范围为在 14~17 ℃，部件的温度水平均在设计的要求范围内。

从图 3 和图 4 曲线中可看出，光学平台的温度受到光学器件工作的影响;并且离发热元器件越近,光学平台温度波动越大。图 5 为星外二维转台滚动轴和方位轴上的温度曲线。受空间外热流的影响,滚动轴上的温度点波动较方位轴大，也使得温度不均匀度较大。

表 5 中高温工况下，关键部件的温度均匀性均满足要求,其中滚动轴温度的不均匀度达 1.53 ℃,与低温工况下的现象一致。高温工况下整体设备的温

度水平相比较低温而言，方位轴和望远镜支架均匀性有提升;但光学平台由于受发热部件工作影响,温度不均匀度由 0.50 ℃增大到 0.57 ℃。

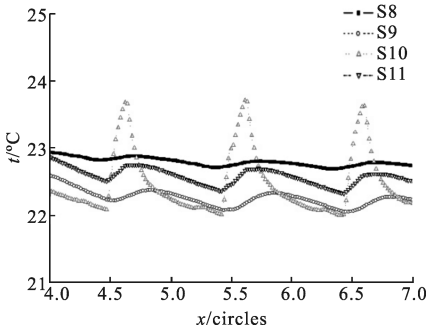

图 3 光学平台温度曲线(高温工况)

Fig.3 Temperature distribution of optical plate (hot case)

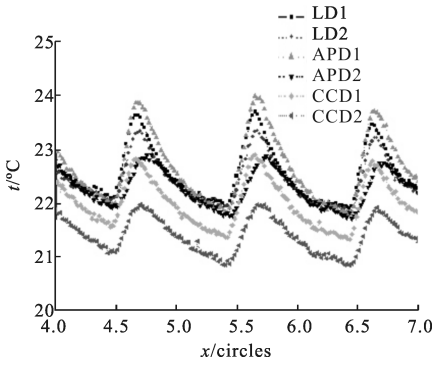

图 4 发热元器件温度曲线(高温工况)

Fig.4 Temperature distribution of heat parts (hot case)

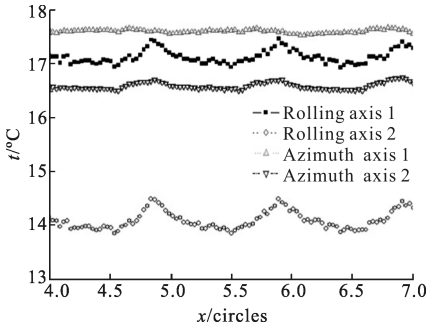

图 5 二维转台温度曲线(高温工况)

Fig.5 Temperature distribution of 2D running parts (hot case)

4 结 论

结合卫星外热流的分布特点与载荷的工作特性,对单机鉴定产品进行热设计,并进行两个极限高低温热平衡试验,所有的温度指标均满足设计要求:低温工况下,验证了补偿功率的设计和分配;高温工况下验证光学器件散热途径的设置合理可行。针对此类含转动关节和大功率部件的高精度载荷设备,可从以下几个方面着手进行热设计:

(1) 区分不同温度指标的部件状态，对不同温度指标的部件进行单独设计,减小相邻部件之间的热耦合;(2) 转动关节和静止单元独立设计,减少动静之间的状态交叉,简化热设计和热控实施;(3) 大功率器件的散热途径,不仅要考虑减小热阻,也需要考虑实施方便性,使得大功率器件散热通畅;(4) 关键部位采用高精度控温措施,使热设计具有良好的适应性。

参考文献:

[1] Li Xiaofeng. Finite element analysis of mirror thermal distortion within the sun shadow in space-to-ground laser communication links [J]. ***Journal of Optoel Ectronics Laser***, 2006, 17(2): 183–186. (in Chinese)

[2] Zhao Lixin. Thermal-optical evaluation to optical windows of space camera[J]. ***Acta Optica Sinica***, 1998, 18(10): 1440–1444. (in Chinese)

[3] Tan Liying, Song Yiwei, Ma Jing, et al. Effects of temperature distribution on performance of SiC reflectors in periscopic laser communication terminals [J]. ***High Power Laser and Particle Beams***, 2010, 22(11): 2545–2550. (in Chinese)

[4] Zhang Hua, Li Xiaofeng, Yang Wenshu. Research on thermal distortion of mirror used for satellite-borne laser communication and its impact on optical system[J]. ***Infrared***, 2008, 28(4): 28–34. (in Chinese)

[5] Cheng Hongwei, Chen Erhu. Development and enlightenment of data-relay satellite systems using laser links abroad [J]. ***Infrared and Laser Engineering***, 2012, 41(6): 1571–1574. (in Chinese)

[6] Hou Zengqi, Hu Jingang. Themal Control Technology of Spacecraft [M]. Beijing: Chinese Science and Technology Press, 2007: 326–329, 402–412. (in Chinese)

[7] Peng Chengrong. System Design Foe Spacecraft [M]. Beijing: Chinese Science and Technology Press, 2011: 213–215. (in Chinese)

[8] Min Guirong, Guo Shun. Spacecraft Thermal Control [M]. Beijing: Science Press, 1998: 443–445. (in Chinese)